

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

①1 N° de publication :
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)

2 950 928

②1 N° d'enregistrement national :

09 56890

⑤1 Int Cl⁸ : **F 01 D 25/02 (2006.01)**

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 02.10.09.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 08.04.11 Bulletin 11/14.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du
présent fascicule*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

⑦1 Demandeur(s) : SNECMA — FR.

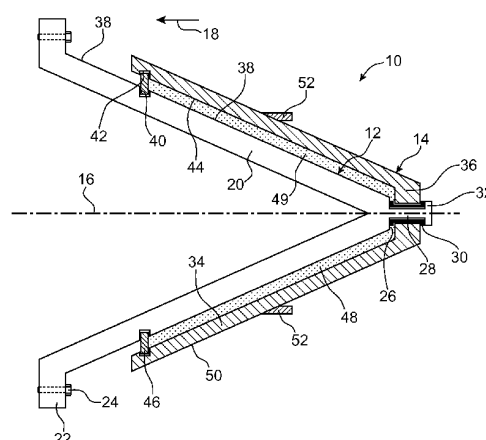
⑦2 Inventeur(s) : FOREST FRANCIS, ROBERT et
REBOUL FLORENT.

⑦3 Titulaire(s) : SNECMA.

⑦4 Mandataire(s) : BREVALEX.

⑤4 CONE D'ENTREE AUTODEGIVRANT POUR TURBOMACHINE D'AERONEF.

⑤7 Cône d'entrée (10) pour turbomachine, en particulier
d'aéronef, comprenant deux parties de révolution coaxiales,
respectivement interne (12) et externe (14), délimitant entre
elles une cavité (48) contenant un fluide d'échauffement
(49), caractérisé en ce que lesdites parties interne (12) et
externe (14) sont montées libres en rotation l'une par rap-
port à l'autre selon leur axe commun (16).



FR 2 950 928 - A1



CONE D'ENTREE AUTODEGIVRANT POUR TURBOMACHINE D'AERONEF**DESCRIPTION****5 DOMAINE TECHNIQUE**

La présente invention se rapporte au domaine des cônes d'entrée pour turbomachine d'aéronef, en particulier pour turboréacteur ou turbopropulseur d'avion. L'invention concerne en particulier le
10 dégivrage de tels cônes d'entrée.

Les turbomachines d'aéronef comprennent en général un cône d'entrée monté sur l'extrémité amont de leur arbre de rotor. Ainsi, le cône d'entrée est monté immédiatement en amont de la soufflante dans le cas des
15 turboréacteurs ou de l'hélice dans le cas des turbopropulseurs. Ces cônes d'entrée ont pour fonction essentielle le guidage du flux d'air entrant dans les turbomachines afin de réduire au mieux les perturbations de l'écoulement de ce flux lors de sa
20 pénétration dans les turbomachines.

Durant certaines phases de vol, des conditions atmosphériques favorisant la formation de givre peuvent être rencontrées par les aéronefs, notamment lorsque la température ambiante devient
25 inférieure à zéro degrés Celsius et en présence d'eau en surfusion dans les nuages.

Or le dépôt de givre sur le cône d'entrée d'une turbomachine d'aéronef pose de sérieux problèmes de sécurité, du fait notamment qu'un tel dépôt peut
30 entraîner l'apparition d'un balourd et accroître le risque d'ingestion de glace par la turbomachine.

Aussi, pour éviter la formation de dépôts de givre néfastes sur les cônes d'entrée des turbomachines, il est souhaitable d'équiper ces dernières d'un système de dégivrage de leur cône
5 d'entrée.

ÉTAT DE LA TECHNIQUE ANTÉRIEURE

Le dégivrage du cône d'entrée d'une turbomachine est habituellement assuré par des moyens d'amenée d'un fluide chaud au contact du cône d'entrée
10 de manière à le réchauffer et permettre ainsi d'éviter la formation de givre. Le fluide peut par exemple être de l'air prélevé au niveau d'un compresseur de la turbomachine, ou de l'huile provenant d'un circuit de lubrification de composants de la turbomachine tels que
15 des paliers de roulement.

Ces techniques de dégivrage présentent toutefois des inconvénients.

En effet, ces techniques requièrent des circuits complexes de circulation de fluide, traversant
20 diverses parties des turbomachines, ce qui nuit à leur fiabilité.

De plus, ces techniques de dégivrage induisent un prélèvement d'énergie significatif réduisant d'autant les performances des turbomachines.

25 En outre, les cônes d'entrée, ainsi que d'autres composants des turbomachines, doivent être spécifiquement adaptés pour permettre la mise en œuvre de ce type de techniques de dégivrage des cônes d'entrée.

EXPOSÉ DE L'INVENTION

L'invention a notamment pour but d'apporter une solution simple, économique et efficace à ces problèmes, permettant d'éviter les inconvénients
5 précités.

Elle propose à cet effet un cône d'entrée pour turbomachine, en particulier d'aéronef, comprenant deux parties de révolution coaxiales, respectivement interne et externe, délimitant entre elles une cavité
10 contenant un fluide d'échauffement. Selon l'invention, les parties interne et externe sont montées libres en rotation l'une par rapport à l'autre selon leur axe commun.

En fonctionnement, la rotation relative
15 entre les parties interne et externe du cône entraîne un échauffement du fluide précité par frottement visqueux, de nature à réchauffer la partie externe du cône et à prévenir ainsi la formation de givre sur le cône.

L'invention rend ainsi possible un
20 dégivrage du cône par des moyens entièrement intégrés à ce cône. Le cône d'entrée selon l'invention forme ainsi un système dégivrant autonome, qui ne nécessite pas pour fonctionner de communication fluide avec
25 d'autres parties de la turbomachine équipée de ce cône.

Le cône d'entrée selon l'invention présente une grande simplicité associée à une très bonne fiabilité, et facilite en outre les opérations d'entretien de la turbomachine qui en est équipée grâce
30 au caractère autonome de ce cône.

De plus, le dégivrage d'un tel cône implique un coût énergétique négligeable, uniquement dû aux efforts de viscosité du fluide d'échauffement.

La cavité est de préférence totalement
5 remplie par le fluide d'échauffement précité, ce qui permet notamment d'éviter l'apparition d'un balourd en fonctionnement.

La partie interne du cône comprend de préférence des moyens de fixation sur un arbre de rotor
10 ou sur une roue de soufflante de turbomachine.

Ainsi, lorsque le cône équipe une turbomachine, la partie interne du cône peut être entraînée en rotation par le rotor de la turbomachine.

Le cône comprend en outre avantageusement
15 des moyens de mise en rotation de sa partie externe relativement à sa partie interne.

Dans un mode de réalisation préféré de l'invention, la partie externe du cône d'entrée porte une pluralité de moyens aérodynamiques s'étendant
20 radialement vers l'extérieur depuis cette partie externe et formant lesdits moyens de mise en rotation de la partie externe relativement à la partie interne du cône.

En fonctionnement, les moyens
25 aérodynamiques sont sollicités par les gaz entrant dans la turbomachine équipée du cône de manière à entraîner en rotation la partie externe de ce cône relativement à sa partie interne.

Les moyens aérodynamiques précités sont de
30 préférence régulièrement répartis autour de l'axe du cône.

Dans le mode de réalisation préféré de l'invention, les moyens aérodynamiques précités sont configurés pour entraîner la partie externe du cône dans un sens opposé à un sens de rotation de sa partie interne.

Cela permet d'optimiser la vitesse de rotation relative entre les parties externe et interne du cône, et donc l'échauffement du fluide d'échauffement résultant de cette rotation relative.

Les moyens aérodynamiques sont avantageusement incurvés, de manière à présenter une capacité optimale d'entraînement en rotation de la partie externe du cône sous l'effet de l'écoulement des gaz entrant dans la turbomachine.

Dans le mode de réalisation préféré de l'invention, les moyens aérodynamiques comprennent des ailettes.

Ces ailettes peuvent être rapportées sur la partie externe du cône par tout moyen conventionnel adéquat ou encore être réalisées d'un seul tenant avec cette partie externe du cône.

En variante ou de manière complémentaire, les moyens aérodynamiques peuvent comprendre des nervures formées sur une surface externe de la partie externe du cône.

L'invention concerne également une turbomachine, en particulier d'aéronef, comprenant une roue de soufflante et un cône d'entrée du type décrit ci-dessus, monté sur la roue de soufflante de sorte que la partie interne de ce cône soit solidaire en rotation de la roue de soufflante.

Le cône d'entrée de la turbomachine précitée comprend avantageusement des moyens de mise en rotation de sa partie externe dans un sens opposé au sens de rotation de la roue de soufflante.

5 BRÈVE DESCRIPTION DES DESSINS

L'invention sera mieux comprise, et d'autres détails, avantages et caractéristiques de celle-ci apparaîtront à la lecture de la description suivante faite à titre d'exemple non limitatif et en
10 référence aux dessins annexés dans lesquels :

- la figure 1 est une vue schématique en coupe axiale d'un cône d'entrée de turbomachine selon un mode de réalisation préféré de l'invention ;
- la figure 2 est une vue schématique de face depuis
15 l'amont, du cône d'entrée de la figure 1.

EXPOSÉ DÉTAILLÉ DE MODES DE RÉALISATION PRÉFÉRÉS

La figure 1 illustre un cône d'entrée 10 d'une turbomachine d'aéronef, telle par exemple qu'un turboréacteur d'avion. Ce cône 10 comprend une partie
20 interne 12 de forme générale conique et une partie externe 14 de forme générale tronconique, qui sont centrées sur un axe 16 du rotor de la turbomachine, ainsi confondu avec l'axe du cône d'entrée 10.

Sur la figure 1, la flèche 18 illustre la
25 direction de l'écoulement principal des gaz au sein de la turbomachine, cette direction étant contraire à la direction d'avancement de l'aéronef sous l'action de la poussée de la turbomachine. Les termes « amont » et « aval » utilisés dans la suite de la description sont

à considérer par rapport à ladite direction d'écoulement 18.

La partie interne 12 du cône 10 comporte une paroi conique 20 pourvue à sa base d'une bride annulaire 22 fixée sur le flanc amont d'une roue de soufflante de la turbomachine (non représentée sur la figure 1) par une pluralité de vis 24. La paroi conique 20 est raccordée à son sommet par un épaulement 26 à une partie en forme de tige 28 portant un palier de roulement 30 et à l'extrémité de laquelle est formée une tête 32, de sorte que le palier de roulement 30 soit bloqué axialement entre l'épaulement 26 et la tête d'extrémité 32.

La partie externe 14 du cône 10 comporte une paroi tronconique 34 pourvue à son sommet, c'est-à-dire à son extrémité amont, d'une partie en forme de disque 36 percée d'un orifice central traversé par le roulement 30 porté par la partie interne 12. Ainsi, la partie externe 14 du cône est montée sur la partie interne 12 du cône en étant libre en rotation autour de l'axe 16 par rapport à cette partie interne 12 du cône.

La partie interne 12 du cône 10 comporte sur sa surface externe 38 une rainure annulaire 40 formée en regard d'une rainure annulaire 42 de forme semblable formée sur la surface interne 44 de la partie externe 14 du cône 10. Les deux rainures 40 et 42 forment ainsi une gorge annulaire permettant la retenue d'un joint annulaire d'étanchéité 46, par exemple du type comprenant des fibres de carbone.

Les parties interne 12 et externe 14 du cône d'entrée 10 définissent ainsi entre elles une

cavité 48 qui est fermée à étanchéité par le joint annulaire 46. Le joint 46 contribue en outre au centrage de la partie externe 14 du cône par rapport à l'axe 16 de ce cône.

5 La cavité 48 est remplie d'un fluide visqueux 49 tel que de l'huile, destiné à servir de fluide d'échauffement, comme cela apparaîtra plus clairement dans ce qui suit.

 Comme le montrent les figures 1 et 2, la
10 partie externe 14 porte sur sa surface externe 50 une pluralité d'ailettes incurvées 52 régulièrement réparties autour de l'axe 16 du cône d'entrée 10 et formant des moyens aérodynamiques de mise en rotation de la partie externe 14 par rapport à la partie
15 interne 12 du cône 10.

 En fonctionnement, la partie interne 12 du cône d'entrée 10 est entraînée en rotation autour de l'axe 16 de la turbomachine par la roue de soufflante sur laquelle cette partie interne 12 est fixée.
20 L'écoulement des gaz dans le sens de la flèche 18 exerce sur les ailettes 52 du cône d'entrée 10 une force d'entraînement en rotation de la partie externe 14 de ce cône relativement à sa partie interne 12. La rotation relative des parties interne 12 et externe 14
25 du cône 10 soumet le fluide visqueux 49 à des frottements de nature à entraîner un échauffement de ce fluide, et donc de la partie externe 14 du cône en contact avec ledit fluide.

 De manière préférentielle, les ailettes 52
30 sont configurées de sorte que la partie externe 14 soit entraînée en rotation dans le sens contraire au sens de

rotation de la soufflante et de la partie interne 12 du cône 10. La vitesse relative entre les parties interne 12 et externe 14 peut ainsi être de l'ordre de 10000 tours par minute, et l'échauffement du fluide
5 peut typiquement être de plusieurs dizaines de degrés Celsius, par exemple de l'ordre de 40 degrés Celsius, de manière à prévenir au mieux l'apparition de givre sur le cône 10.

En variante et sans sortir du cadre de
10 l'invention, la mise en rotation de la partie externe 14 du cône d'entrée 10 par rapport à la partie interne 12 de ce cône pourrait être assurée par des moyens aérodynamiques configurés différemment des ailettes 52 décrites ci-dessus, ou encore par des
15 moyens mécaniques, tels que des engrenages, configurés de manière à être entraînés en rotation par la partie interne 12 et à entraîner en rotation la partie externe 14 du cône relativement à sa partie interne 12, ou bien encore par une combinaison de moyens
20 aérodynamiques et mécaniques.

REVENDICATIONS

1. Cône d'entrée (10) pour turbomachine, en particulier d'aéronef, comprenant deux parties, 5 respectivement interne (12) et externe (14), de révolution autour d'un axe commun (16), délimitant entre elles une cavité (48) contenant un fluide d'échauffement (49), caractérisé en ce que lesdites parties interne (12) et externe (14) sont montées 10 libres en rotation l'une par rapport à l'autre selon leur axe commun (16).

2. Cône selon la revendication 1, caractérisé en ce ladite partie interne (12) du 15 cône (10) comprend des moyens (22, 24) de fixation sur un arbre de rotor ou sur une roue de soufflante de turbomachine.

3. Cône selon la revendication 1 ou 2, 20 caractérisé en ce qu'il comprend en outre des moyens (52) de mise en rotation de ladite partie externe (14) relativement à ladite partie interne (12) de ce cône (10).

25 4. Cône selon la revendication 3, caractérisé en ce que ladite partie externe (14) du cône (10) porte une pluralité de moyens aérodynamiques (52) s'étendant radialement vers l'extérieur depuis cette partie externe (14) et formant 30 lesdits moyens de mise en rotation de cette partie externe (14) relativement à ladite partie interne (12) du cône (10).

5. Cône selon la revendication 4, caractérisé en ce que lesdits moyens aérodynamiques (52) sont configurés pour entraîner
5 ladite partie externe (14) du cône (10) dans un sens opposé à un sens de rotation de ladite partie interne (12) du cône (10).

6. Cône selon la revendication 4 ou 5, caractérisé en ce que lesdits moyens aérodynamiques (52) sont incurvés.
10

7. Cône selon l'une quelconque des revendications 4 à 6, caractérisé en ce que lesdits
15 moyens aérodynamiques comprennent des ailettes (52).

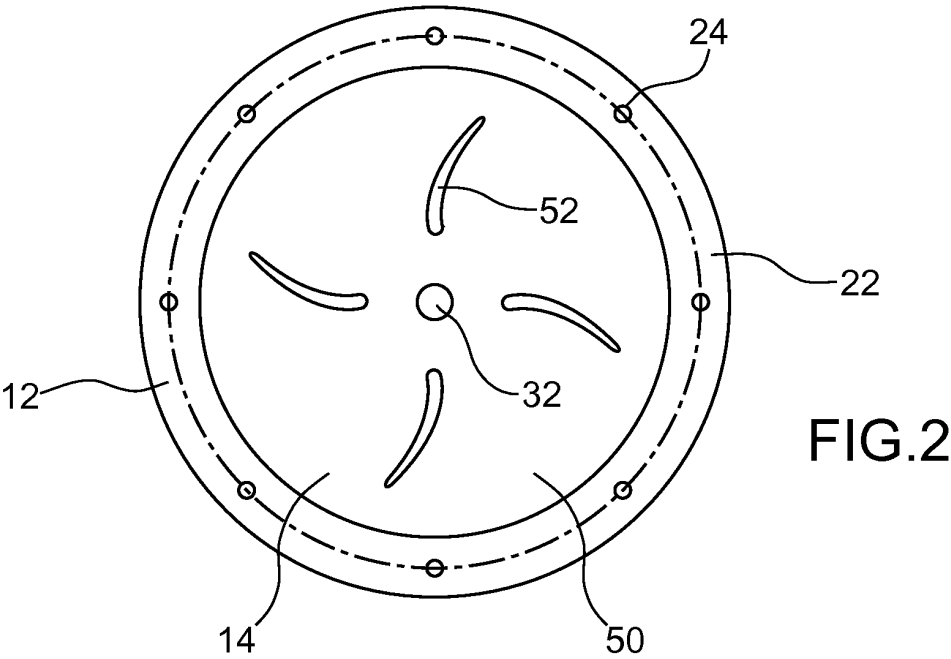
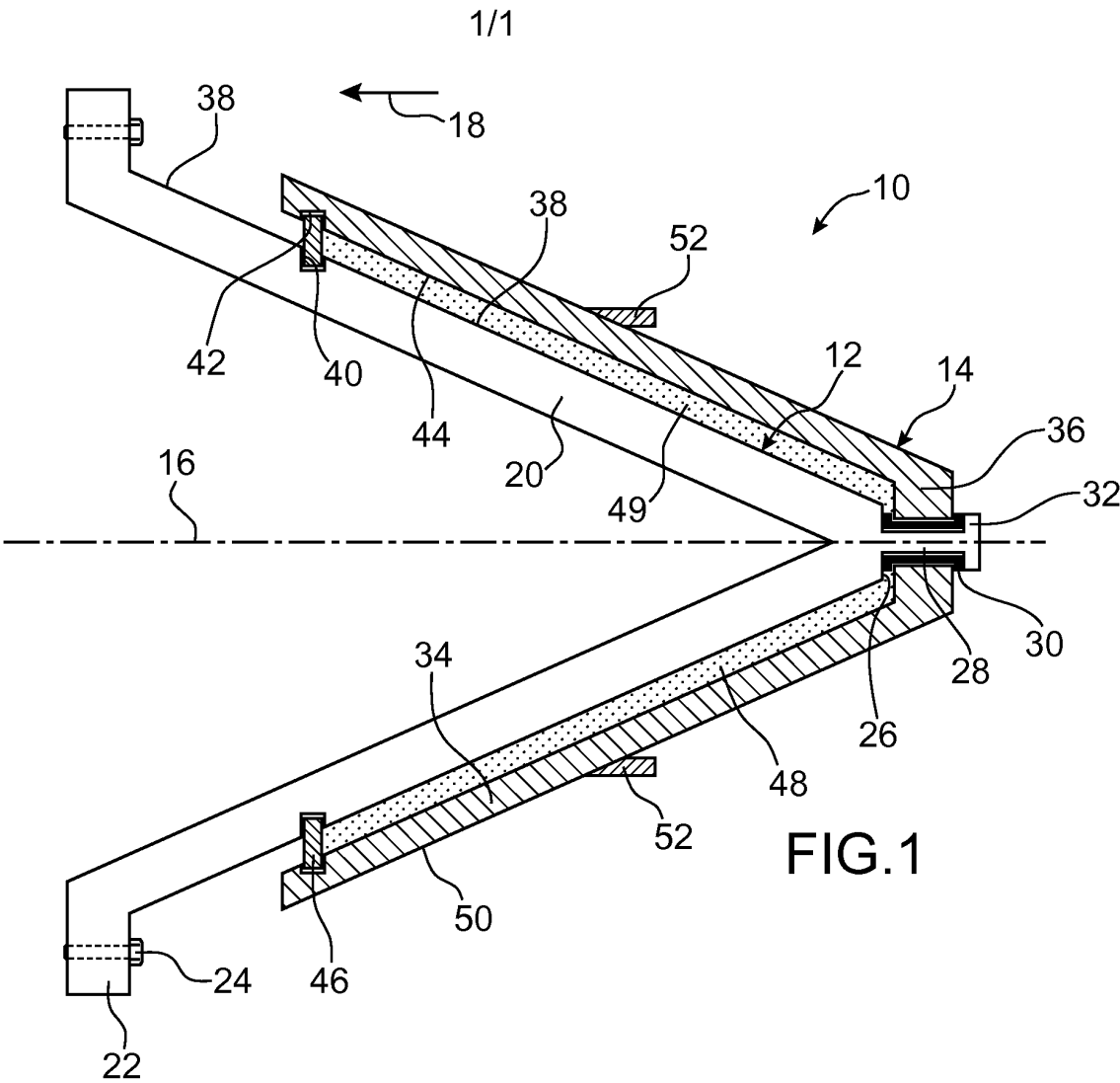
8. Cône selon l'une quelconque des revendications 4 à 6, caractérisé en ce que lesdits moyens aérodynamiques comprennent des nervures formées
20 sur une surface externe (50) de ladite partie externe (14) du cône (10).

9. Turbomachine, en particulier d'aéronef, comprenant une roue de soufflante, caractérisée en ce
25 qu'elle comprend un cône d'entrée (10) selon l'une quelconque des revendications précédentes, ledit cône (10) étant monté sur ladite roue de soufflante de sorte que la partie interne (12) de ce cône (10) soit solidaire en rotation de ladite roue de soufflante.

30

10. Turbomachine selon la revendication 9, caractérisée en ce que ledit cône d'entrée (10) comprend des moyens (52) de mise en rotation de sa

partie externe (14) dans un sens opposé au sens de rotation de ladite roue de soufflante.





RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

N° d'enregistrement
national

FA 726835
FR 0956890

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
A	EP 0 311 514 A1 (SNECMA [FR]) 12 avril 1989 (1989-04-12) * colonne 3, ligne 65 - colonne 5, ligne 12; figures 1,4,5 *	1-10	F01D25/02
A	EP 1 965 040 A1 (SNECMA [FR]) 3 septembre 2008 (2008-09-03) * alinéa [0022]; figure 1 *	1-10	
A	US 2008/279688 A1 (JENSEN JOSEPH M [US] ET AL) 13 novembre 2008 (2008-11-13) * alinéas [0024], [0025]; figure 5 *	1-10	
A	FR 2 168 938 A1 (SNECMA [FR]) 7 septembre 1973 (1973-09-07) * colonne 3, ligne 28 - colonne 4, ligne 17; figure 3 *	1-10	
A	GB 2 217 393 A (ROLLS ROYCE PLC [GB]; RUSTON GAS TURBINES LTD [GB]) 25 octobre 1989 (1989-10-25) * page 6, alinéa 4 - page 7, alinéa 2; figures 1,2 *	1-10	
A	US 2 812 899 A (GUERIN MESCHINO RONALD) 12 novembre 1957 (1957-11-12) * colonne 1, ligne 64 - colonne 2, ligne 3; figure 2 *	1-10	
A	GB 628 191 A (C S A IND LTD; FREDERICK GEORGE MARSHALL; PETER PAUL) 24 août 1949 (1949-08-24) * page 3, ligne 8-67; figures 2,5,6 *	1-10	DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC) F01D F02C B64C B64D
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
26 mai 2010		Teusch, Reinhold	
CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant			

ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE**RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0956890 FA 726835**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du **26-05-2010**

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)		Date de publication
EP 0311514	A1	12-04-1989	CA	1307673 C	22-09-1992
			DE	3862098 D1	25-04-1991
			FR	2621554 A1	14-04-1989
			JP	1125524 A	18-05-1989
			JP	1787148 C	10-09-1993
			JP	4078825 B	14-12-1992
			US	4863354 A	05-09-1989

EP 1965040	A1	03-09-2008	CA	2620806 A1	14-08-2008
			FR	2912467 A1	15-08-2008
			JP	2008202595 A	04-09-2008
			US	2008190093 A1	14-08-2008

US 2008279688	A1	13-11-2008	AUCUN		

FR 2168938	A1	07-09-1973	DE	2303382 A1	02-08-1973
			GB	1357712 A	26-06-1974

GB 2217393	A	25-10-1989	DE	3912196 A1	26-10-1989
			FR	2630162 A1	20-10-1989
			JP	2042140 A	13-02-1990
			US	4941317 A	17-07-1990

US 2812899	A	12-11-1957	AUCUN		

GB 628191	A	24-08-1949	AUCUN		
